



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 105564641 A

(43) 申请公布日 2016. 05. 11

(21) 申请号 201610067048. 3

(22) 申请日 2016. 01. 29

(71) 申请人 珠海市磐石电子科技有限公司

地址 519000 广东省珠海市香洲区香洲凤凰
南路 1 0 3 0 号 1 层 0 6 号铺

(72) 发明人 何春旺

(74) 专利代理机构 广州三环专利代理有限公司
44202

代理人 温旭

(51) Int. Cl.

B64C 27/08(2006. 01)

B64C 11/46(2006. 01)

B64D 27/02(2006. 01)

B64D 31/00(2006. 01)

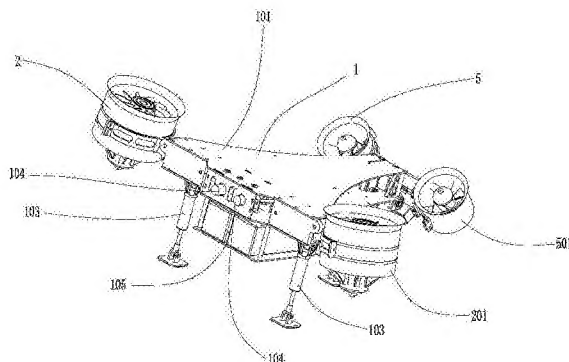
权利要求书1页 说明书5页 附图4页

(54) 发明名称

一种矢量飞行器

(57) 摘要

本发明提供了一种矢量飞行器,其包括:机身;后动力装置,其包括两个后涵道动力单元;两个后涵道动力单元分别铰接于机身后半部的左右两侧;后同步机构,其包括后同步舵机、后同步摆臂、两个后同步连杆;后同步摆臂的始端连接后同步舵机,后同步摆臂的末端与两个后同步连杆的始端铰接;两个后同步连杆的末端分别与两个后涵道动力单元铰接。本发明中,通过后同步机构对后涵道动力单元的转动角度进行控制,可以使后涵道动力单元呈一定角度倾斜,产生水平分力,实现偏航,偏航时无需倾斜机身,不会增加飞行阻力,保证了飞行的灵活性。



1. 一种矢量飞行器,其特征在于,所述矢量飞行器包括:

机身;

后动力装置,其包括两个后涵道动力单元;所述两个后涵道动力单元分别铰接于所述机身后半部的左右两侧;

后同步机构,通过连杆驱动所述后涵道动力单元在垂直于沿机身前后方向的平面内同步倾转。

2. 如权利要求1所述的矢量飞行器,其特征在于,所述后同步机构包括后同步舵机、后同步摆臂、两个后同步连杆;所述后同步摆臂的始端连接所述后同步舵机,所述后同步摆臂的末端与所述两个后同步连杆的始端铰接;所述两个后同步连杆的末端分别与所述两个后涵道动力单元铰接。

3. 如权利要求1所述的矢量飞行器,其特征在于,所述后涵道动力单元通过安装架铰接于所述机身上;所述两个后同步连杆的末端分别与所述两个后涵道动力单元的安装架铰接。

4. 如权利要求1所述的矢量飞行器,其特征在于,所述机身包括机架和尾旋板;所述尾旋板位于所述机架的后端,且与所述机架铰接。

5. 如权利要求4所述的矢量飞行器,其特征在于,所述后同步机构设置于所述尾旋板上,所述两个后涵道动力单元分别铰接于所述尾旋板的左右两侧。

6. 如权利要求5所述的矢量飞行器,其特征在于,所述矢量飞行器进一步包括尾旋控制机构,所述尾旋控制机构包括尾旋舵机、尾旋摆臂、尾旋连杆;所述尾旋摆臂的始端连接所述尾旋舵机,所述尾旋摆臂的末端与所述尾旋连杆的始端铰接;所述尾旋连杆的末端所述尾旋板铰接。

7. 如权利要求1所述的矢量飞行器,其特征在于,所述矢量飞行器进一步包括前动力装置,所述前动力装置包括两个前涵道动力单元;所述两个前涵道动力单元分别连接于所述机身前半部的左右两侧。

8. 如权利要求7所述的矢量飞行器,其特征在于,所述矢量飞行器进一步包括前同步机构;所述前同步机构包括前同步舵机、前同步摇臂、两个前同步连杆;所述前同步摇臂的中心连接所述前同步舵机,所述前同步摇臂的两端分别与所述两个前同步连杆的始端铰接;所述两个前同步连杆的末端分别与所述两个前涵道动力单元铰接。

9. 如权利要求8所述的矢量飞行器,其特征在于,所述前涵道动力单元的倾转通过丝杆机构进行驱动。

10. 如权利要求8所述的矢量飞行器,其特征在于,所述前涵道动力单元包括安装部;所述前涵道动力单元的安装部铰接于所述机身上;所述两个涵道连杆的末端分别与所述两个前涵道动力单元的安装部铰接。

11. 如权利要求10所述的矢量飞行器,其特征在于,所述矢量飞行器进一步包括定位机构;所述定位机构包括限位块、定位舵机、由所述定位舵机驱动的定位销;所述限位块上设有定位孔;所述限位块固定设于所述安装部上;所述定位舵机设置于所述机身上。

一种矢量飞行器

技术领域

[0001] 本发明涉及一种矢量飞行器。

背景技术

[0002] 四轴飞行器是一种具有四个旋翼的多轴飞行器,又称四旋翼飞行器、四旋翼直升机,简称四轴、四旋翼。

[0003] 中国专利200920318470.7公开了一种可倾转四旋翼飞行器,包括在飞行器主体上设置有机翼和若干肋板,在机翼前后加强的肋板中安装有前倾转轴和后倾转轴,前倾转轴和后倾转轴与转动装置连接,通过连杆关联同步,前倾转轴的两端分别安装有1#动力组、2#动力组,后倾转轴的两端分别安装有3#动力组、4#动力组,1#动力组、2#动力组、3#动力组、4#动力组上各自安装有一套旋翼,各个相邻旋翼旋转方向两两相反,1#动力组、2#动力组的旋翼旋转在同一平面内,3#动力组、4#动力组的旋翼旋转在同一平面内。

[0004] 中国专利申请201310310717.1公开了一种四旋翼飞行器,其包括机体,航空电子系统,起落装置,工作载荷模块,与航空电子系统相连沿机体中心轴向四周等角度展开的四个支撑臂及其端部的驱动单元,支撑臂与机体中心轴夹角相等且 $0^{\circ} < \alpha < 90^{\circ}$,支撑臂在xoy平面的投影为轴对称相交的两条直线,驱动单元在xoy平面的投影分别位于四个象限内或x、y正负半轴上,驱动单元的旋转轴线在yoz或xoz平面的投影分别与z轴成夹角 θ , $-65^{\circ} \leq \theta \leq 65^{\circ}$,不包括0,驱动单元的旋转轴线在xoy平面的投影与旋转中心到机体坐标系原点的连线在xoy平面的投影垂直。

[0005] 中国专利申请201410558617.5公开了一种四旋翼飞行器,包括机身,机身的前端对称安装有第一、第二旋翼,机身的后端对称安装有第三、第四旋翼,第一、第二、第三、第四旋翼分别一与无刷直流电机相连,无刷直流电机分别连接一电机调速器,电机调速器调节无刷直流电机的转速;电机调速器均与一飞行控制器相连,飞行控制器控制电机调速器的调节;还包括角速度传感器和角度传感器,角速度传感器与角度传感器分别与行控制器连接。

[0006] 上述现有技术的不足之处在于,现有四轴飞行器通常采用螺旋桨且固定在同一工作平面空间内,导致螺旋桨所产生的气流跨面恒定,飞行过程周转向不灵活,稳定性差,转向飞行阻力较大。

发明内容

[0007] 针对现有技术存在的问题,本发明的目的提供一种飞行转向灵活、安全性高、具备良好机动性和稳定性的矢量飞行器。

[0008] 为了实现上述目的,本发明提供了一种矢量飞行器,该矢量飞行器包括:

[0009] 机身;

[0010] 后动力装置,其包括两个后涵道动力单元;两个后涵道动力单元分别铰接于机身后半部的左右两侧;

[0011] 后同步机构,通过连杆驱动后涵道动力单元在垂直于沿机身前后方向的平面内同步倾转。

[0012] 本发明中,后同步摆臂的一端(始端)由后同步舵机驱动旋转,另一端(末端)与两个后同步连杆铰接。当后同步舵机旋转时,两个后同步连杆同步向左或同步向右,带动两个后涵道动力单元同时左偏或者同时右偏,以实现偏航。值得注意的是,后同步舵机用于实现左右非对称的同步(即同时左偏或者同时右偏),而后文的前同步舵机用于实现左右对称的同步(例如一个向左偏另一个向右偏)。

[0013] 本发明中,两个后涵道动力单元在竖直方向上偏转的角度可为正负8度的范围。例如,矢量飞行器向左转向时,后同步舵机使两个后涵道动力单元同时负8度偏转,产生向左的水平风力实现偏航。

[0014] 本发明中,后涵道动力单元的倾斜主要是为了实现偏航,其次为了克服某些自然因素如强风下更稳定的飞行效果,但后涵道动力单元处于竖直方向其效率最高。

[0015] 根据本发明另一具体实施方式,后同步机构包括后同步舵机、后同步摆臂、两个后同步连杆;后同步摆臂的始端连接所述后同步舵机,后同步摆臂的末端与两个后同步连杆的始端铰接;两个后同步连杆的末端分别与两个后涵道动力单元铰接。

[0016] 根据本发明另一具体实施方式,后涵道动力单元通过安装架铰接于机身上;两个后同步连杆的末端分别与两个后涵道动力单元的安装架铰接。

[0017] 根据本发明另一具体实施方式,机身包括机架和尾旋板;尾旋板位于机架的后端,且与机架铰接。这样,尾旋板可以相对于机架偏离水平方向旋转一定角度(例如,关于水平方向旋转45度)。

[0018] 根据本发明另一具体实施方式,后同步机构设置于尾旋板上,两个后涵道动力单元分别铰接于尾旋板的左右两侧。这样,后涵道动力单元可以偏离水平方向旋转一定角度(例如,起飞后关于水平方向旋转45度),以加快矢量飞行器飞行,保持的稳定性和机动性。

[0019] 根据本发明另一具体实施方式,矢量飞行器进一步包括尾旋控制机构,尾旋控制机构包括尾旋舵机、尾旋摆臂、尾旋连杆;尾旋摆臂的始端连接尾旋舵机,尾旋摆臂的末端与尾旋连杆的始端铰接;尾旋连杆的末端尾旋板铰接。该尾旋控制机构中,三处铰接的三个转轴平行。尾旋舵机驱动尾旋摆臂摆动,进而通过尾旋连杆带动尾旋板转动。

[0020] 根据本发明另一具体实施方式,矢量飞行器进一步包括前动力装置,前动力装置包括两个前涵道动力单元;两个前涵道动力单元分别连接于机身前半部的左右两侧。前涵道动力单元倾转可以通过丝杆机构进行驱动。

[0021] 根据本发明另一具体实施方式,矢量飞行器进一步包括前同步机构;前同步机构包括前同步舵机、前同步摇臂、两个前同步连杆;前同步摇臂的中心连接前同步舵机,前同步摇臂的两端分别与两个前同步连杆的始端铰接;两个前同步连杆的末端分别与两个前涵道动力单元铰接。前同步摇臂的中心由前同步舵机驱动旋转,其两端与两个前同步连杆铰接。当前同步舵机旋转时,两个后同步连杆同步向外或同步向内,带动两个前涵道动力单元对称地偏转(例如一个向左偏另一个向右偏)。

[0022] 根据本发明另一具体实施方式,前同步连杆包括:舵机连杆、中转摇臂、涵道连杆;中转摇臂的中心枢接于机身上;舵机连杆的首端铰接于前同步摇臂的端部;舵机连杆、中转摇臂、涵道连杆首尾相连地铰接;两个涵道连杆的末端分别与两个前涵道动力单元铰接。当

前同步舵机旋转时,两个舵机连杆同步向外或同步向内,进而带动两个中转摇臂对称地偏转,进而通过两个涵道连杆带动两个前涵道动力单元对称地偏转。

[0023] 采用单独的同步连杆会占用更多的机身空间,把同步连杆变成多结构连接的关系,可以减少对机身的占用,使结构更紧凑,分化整体上的受力,提高部件受力强度。

[0024] 前涵道动力单元在竖直方向的偏转角度可为正负8度的范围。起飞时,前涵道动力单元处于内八(旋转负8度)的位置,此时前涵道动力单元受倾斜的力,构成竖直方向的合力和水平向外的分力,水平分力相互抵消使矢量飞行器起飞阶段更稳定,竖直合力使矢量飞行器加速起飞,机动性好。飞行过程中,前涵道动力单元处于外八(旋转正8度)的位置,这样矢量飞行器即使在快速飞行阶段也能兼顾机动性和稳定性,因为前涵道动力单元的受力分解为竖直方向的力和水平指向机身的力,水平方向的力相互抵消但维持了机身的稳定,竖直方向提供给矢量飞行器飞行的升力。下降时,前涵道动力单元前涵道动力单元处于外八(旋转正8度)的位置以保持平稳。

[0025] 根据本发明另一具体实施方式,前涵道动力单元的倾转通过丝杆机构进行驱动。

[0026] 根据本发明另一具体实施方式,前涵道动力单元包括安装部;前涵道动力单元的安装部铰接于机身上;两个涵道连杆的末端分别与两个前涵道动力单元的安装部铰接。

[0027] 根据本发明另一具体实施方式,矢量飞行器进一步包括定位机构;定位机构包括限位块、定位舵机、由定位舵机驱动的定位销;限位块上设有定位孔(例如上中下三个定位孔,分别对应正8度、零度、负8度);限位块固定设于安装部上;定位舵机设置于机身上。定位舵机可驱动定位销对前涵道动力单元的位置进行锁死。由于前机身受力较大,通过限位块定位可防止前涵道动力单元脱位(防止前涵道动力单元偏离预定的角度)。

[0028] 根据本发明另一具体实施方式,在机身底部安装有起落架,起落架有缓冲件和脚架组成。

[0029] 根据本发明另一具体实施方式,在机身前端安装有两个摄像头,在电池固定板下部安装有1个摄像头,提供矢量飞行器飞行的电源安装在电池固定板上。

[0030] 本发明中,通过后同步机构对后涵道动力单元的转动角度进行控制,可以使后涵道动力单元呈一定角度倾斜,产生水平分力,实现偏航,偏航时无需倾斜机身,不会增加飞行阻力,保证了飞行的灵活性;后涵道动力单元分布在机身中轴线后半段的两侧,能够在不增大电机功率的前提下为矢量飞行器提供更大的气体支撑跨度,从而提高飞行稳定性;后涵道动力单元可以沿竖直方向倾转正负8度,垂直加速时可保证稳定起飞;起飞后水平方向旋转45度,加快矢量飞行器飞行,保持的稳定性和机动性。

附图说明

[0031] 图1为实施例1的矢量飞行器的整体结构示意图;

[0032] 图2为实施例1的矢量飞行器的部分结构示意图,其主要显示前同步机构;

[0033] 图3为实施例1的矢量飞行器的部分结构示意图,其主要显示定位机构;

[0034] 图4为实施例1的矢量飞行器的部分结构示意图,其主要显示后同步机构;

[0035] 图5为实施例1的矢量飞行器的部分结构示意图,其主要显示尾旋控制机构;

[0036] 图6为实施例2的矢量飞行器中,后同步机构的部分结构示意图;

[0037] 图7为实施例3的矢量飞行器中,后同步机构的部分结构示意图;

[0038] 图8为实施例4的矢量飞行器中,后同步机构的部分结构示意图;

[0039] 图9为实施例5的矢量飞行器中,前动力装置的结构示意图。

具体实施方式

[0040] 实施例1

[0041] 如图1-图5所示,本实施例的矢量飞行器包括:机身1、前动力装置2、前同步机构3、定位机构4、后动力装置5、后同步机构6、尾旋控制机构7。

[0042] 机身1包括机架101和尾旋板102;尾旋板102位于机架101的后端,且与机架101铰接。在机身底部安装有起落架103,起落架103由缓冲件和脚架组成。在机身1前端安装有两个摄像头104,在电池固定板105下部安装有1个摄像头,提供矢量飞行器飞行的电源安装在电池固定板105上。

[0043] 如图1-图2所示,前动力装置2包括两个前涵道动力单元201;两个前涵道动力单元201分别连接于机身1前半部的左右两侧。前涵道动力单元201包括安装部;前涵道动力单元201的安装部铰接于机身1上;两个涵道连杆304的末端分别与两个前涵道动力单元201的安装部铰接。

[0044] 如图2所示,前同步机构3包括前同步舵机、前同步摇臂301、两个前同步连杆;前同步摇臂301的中心连接前同步舵机,前同步摇臂301的两端分别与两个前同步连杆的始端铰接;两个前同步连杆的末端分别与两个前涵道动力单元201铰接。前同步摇臂301的中心由前同步舵机驱动旋转,其两端与两个前同步连杆铰接。前同步连杆包括:舵机连杆302、中转摇臂303、涵道连杆304;中转摇臂302的中心枢接于机身1上;舵机连杆302的首端铰接于前同步摇臂301的端部;舵机连杆302、中转摇臂303、涵道连杆304首尾相连地铰接;两个涵道连杆304的末端分别与两个前涵道动力单元201铰接。

[0045] 如图3所示,定位机构4包括限位块401、定位舵机、由定位舵机驱动的定位销402;限位块401上设有上中下三个定位孔403,分别对应正8度、零度、负8度;限位块401固定设于安装部上;定位舵机设置于机身1上。定位舵机1可驱动定位销402对前涵道动力单元201的位置进行锁死。由于前机身受力较大,通过限位块401定位可防止前涵道动力单元受力摇摆。在定位机构4上有一弹簧404,其作用是定位机构失效时,防止前涵道动力单元201旋转角度过大直接碰撞机身1。

[0046] 定位舵机内包括电机和减速组,减速组通常为直齿轮组、蜗轮蜗杆机构或者其组合,当减速组为蜗轮蜗杆机构时,定位舵机具有自锁功能。

[0047] 如图1、图5所示,后动力装置5包括两个后涵道动力单元501;两个后涵道动力单元501分别铰接于尾旋板102的左右两侧;后涵道动力单元501包括安装架;后涵道动力单元501的安装架铰接于机身1上;两个后同步连杆602的末端分别与两个后涵道动力单元的安装架铰接。

[0048] 如图4所示,后同步机构6设置于尾旋板102上,其包括后同步舵机、后同步摆臂601、两个后同步连杆602;后同步摆臂601的始端连接后同步舵机,后同步摆臂601的末端与两个后同步连杆602的始端铰接;两个后同步连杆602的末端分别与两个后涵道动力单元501铰接。

[0049] 如图5所示,尾旋控制机构7包括尾旋舵机、尾旋摆臂701、尾旋连杆702;尾旋摆臂

701的始端连接尾旋舵机,尾旋摆臂的末端与尾旋连杆702的始端铰接;尾旋连杆702的末端与尾旋板102铰接。该尾旋控制机构中,三处铰接的三个转轴平行。尾旋舵机驱动尾旋摆臂701摆动,进而通过尾旋连杆702带动尾旋板转动。

[0050] 以下对本实施例矢量飞行器垂直起飞、飞行过程中、下降过程进行说明。

[0051] 1、垂直起飞时,通过前同步舵机旋转、前同步机构传动,以及定位舵机进行定位使前涵道动力单元处于内八(负8度)的位置。后涵道动力单元处于竖直方向。

[0052] 起飞时,前涵道动力单元处于内八(旋转负8度)的位置,此时前涵道动力单元受倾斜的力,构成竖直方向的合力和水平向外的分力,水平分力相互抵消使矢量飞行器起飞阶段更稳定,竖直合力使矢量飞行器加速起飞,机动性好。

[0053] 2、快速飞行时,为了获得良好的机动性,后涵道动力单元通过尾旋舵机沿水平方向旋转45度,这时产生向前的推力和向上的分力,向上的力使机尾平衡,向前的推力加速矢量飞行器飞行,使矢量飞行器航速提高。

[0054] 此时,前涵道动力单元处于外八(旋转正8度)的位置,这样矢量飞行器即使在快速飞行阶段也能兼顾机动性和稳定性,因为前涵道动力单元的受力分解为竖直方向的力和水平指向机身的力,水平方向的力相互抵消但维持了机身的稳定,竖直方向提供给矢量飞行器飞行的升力。

[0055] 3、偏航时,后涵道动力单元通过后同步舵机实现正负8度的旋转,矢量飞行器向左转向时,后同步舵机使两个后涵道动力单元同时偏转负8度产生向左的水平风力实现偏航。

[0056] 4、下降时,后涵道动力单元通过尾旋板旋转变回竖直方向,实现快速减速;前涵道动力单元处于外八(旋转正8度)的位置以保持平稳。

[0057] 实施例2

[0058] 如图6所示,本实施例与实施例1的区别在于:后同步摆臂601为圆盘状转轮,其上设有一连接点603;该连接点603位于转轮的转轴和边缘之间;两个后同步连杆602的始端连接于连接点603,其末端与后涵道动力单元连接。

[0059] 实施例3

[0060] 如图7所示,本实施例与实施例2的区别在于:后同步摆臂601为圆盘状转轮,其边缘上设有两个连接点604,该两个连接点604关于转轮沿径向对称;两个后同步连杆602的始端连接于连接点604,其末端与后涵道动力单元连接。

[0061] 实施例4

[0062] 如图8所示,本实施例与实施例2的区别在于:后同步连杆602为折杆,其包括短臂606和长臂607,短臂606和长臂607之间的夹角为 90° ,短臂606的末端连接后同步摆臂601,长臂607的末端连接后涵道动力单元。

[0063] 实施例5

[0064] 如图9所示,本实施例与实施例2的区别在于:前涵道动力单元201的倾转通过丝杆机构209进行驱动。

[0065] 以上是对本发明做的示例性描述,凡在不脱离本发明核心的情况下做出的简单变形或修改均落入本发明的保护范围。

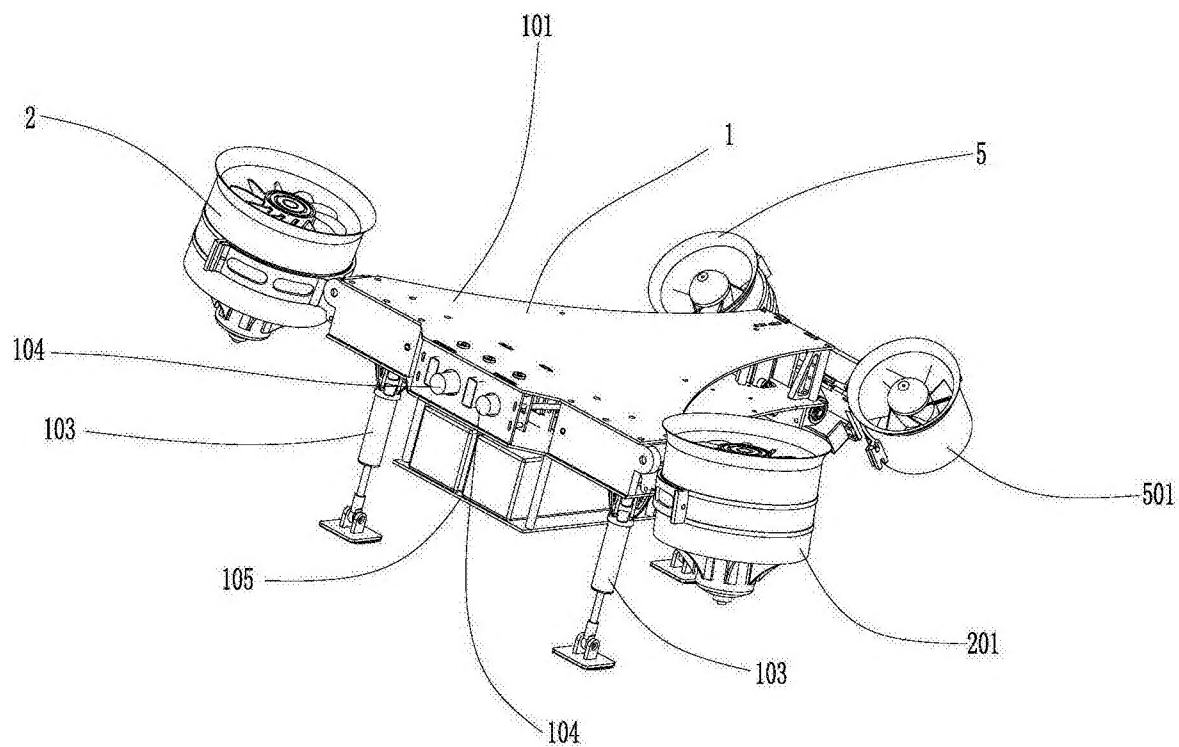


图1

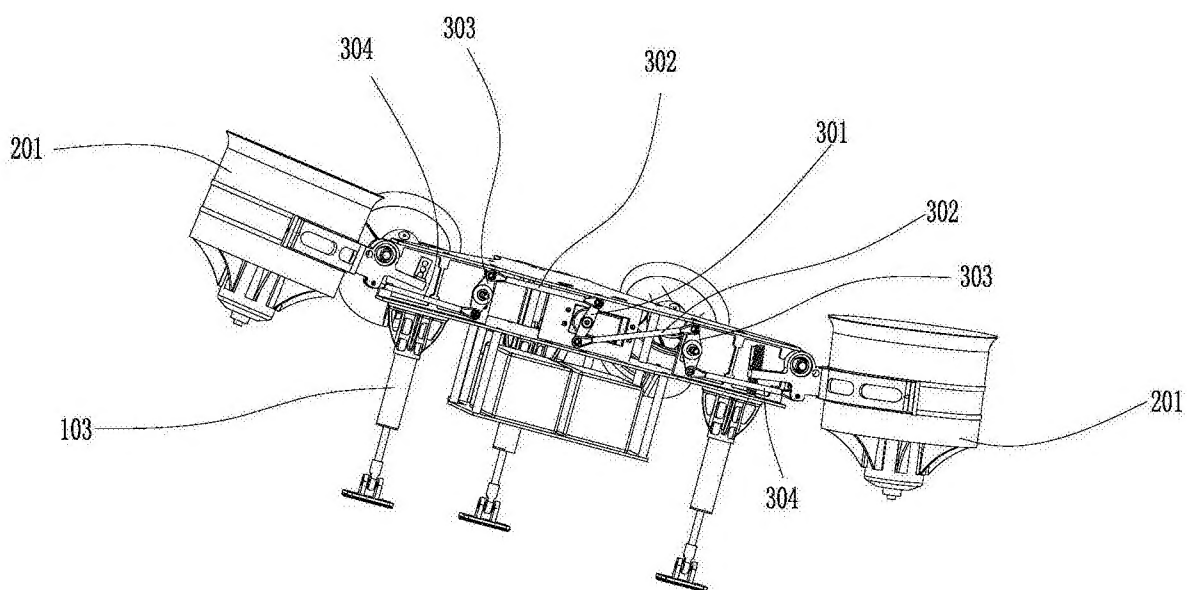


图2

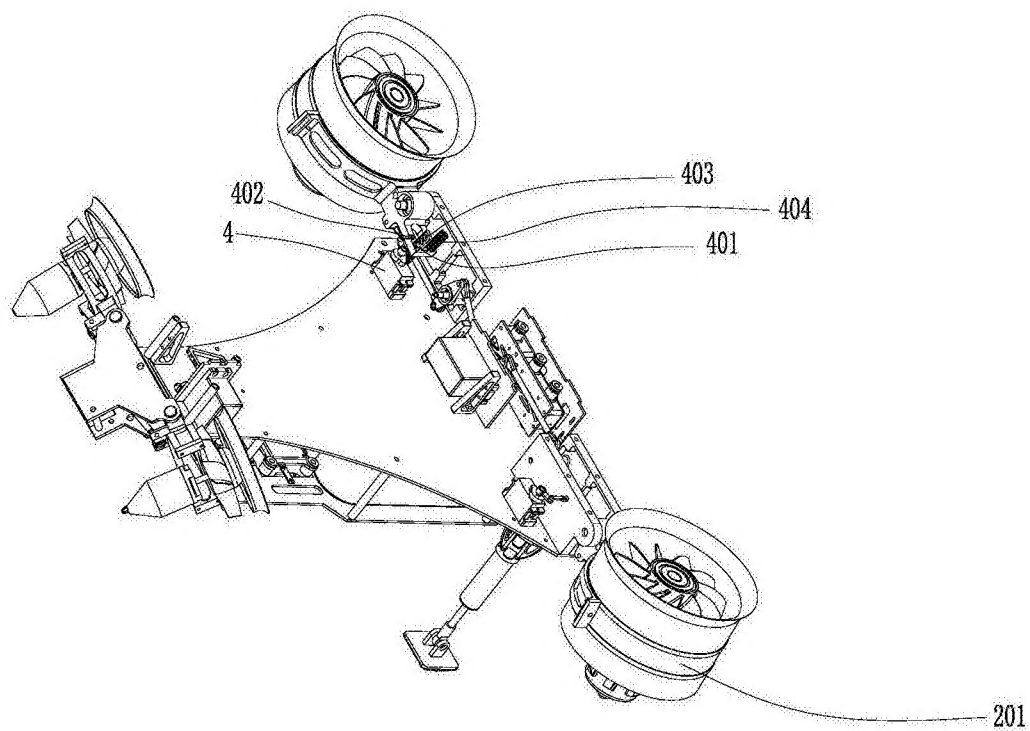


图3

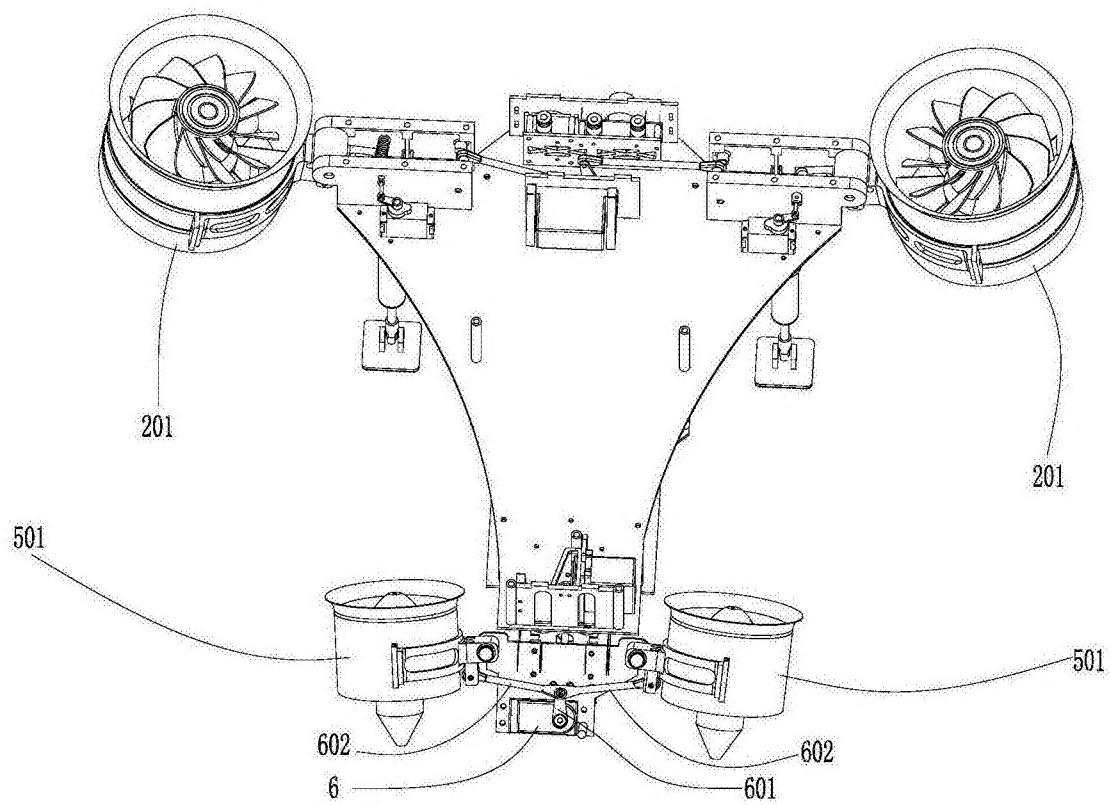


图4

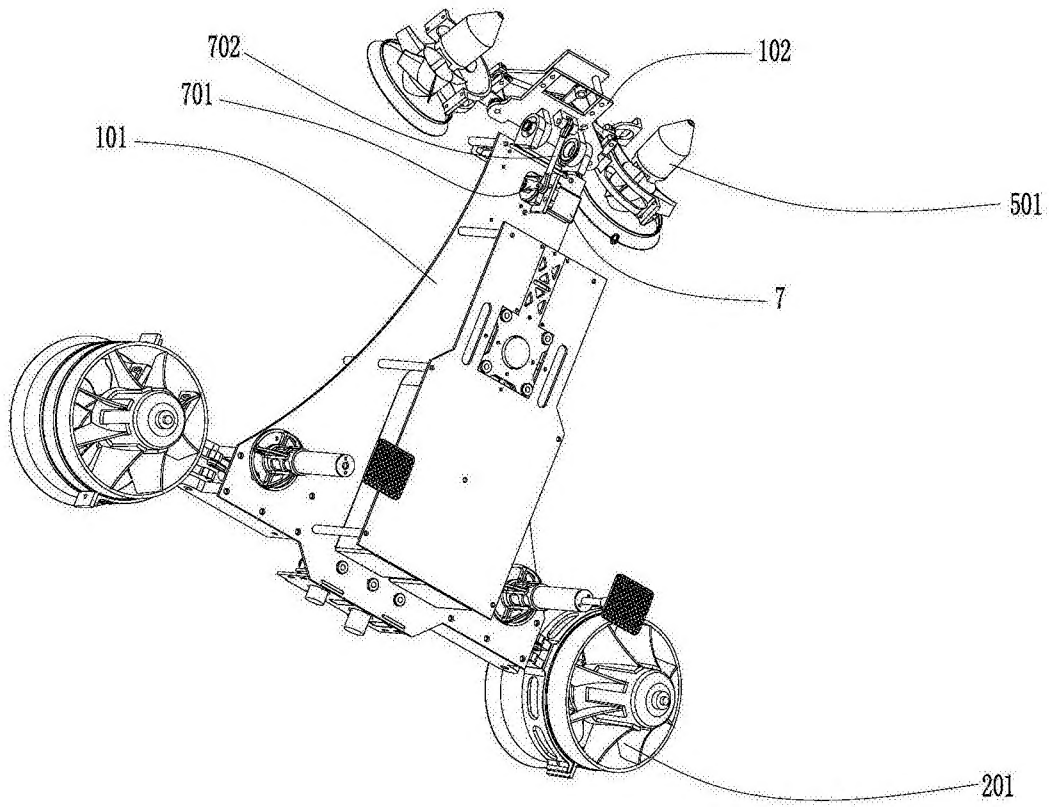


图5

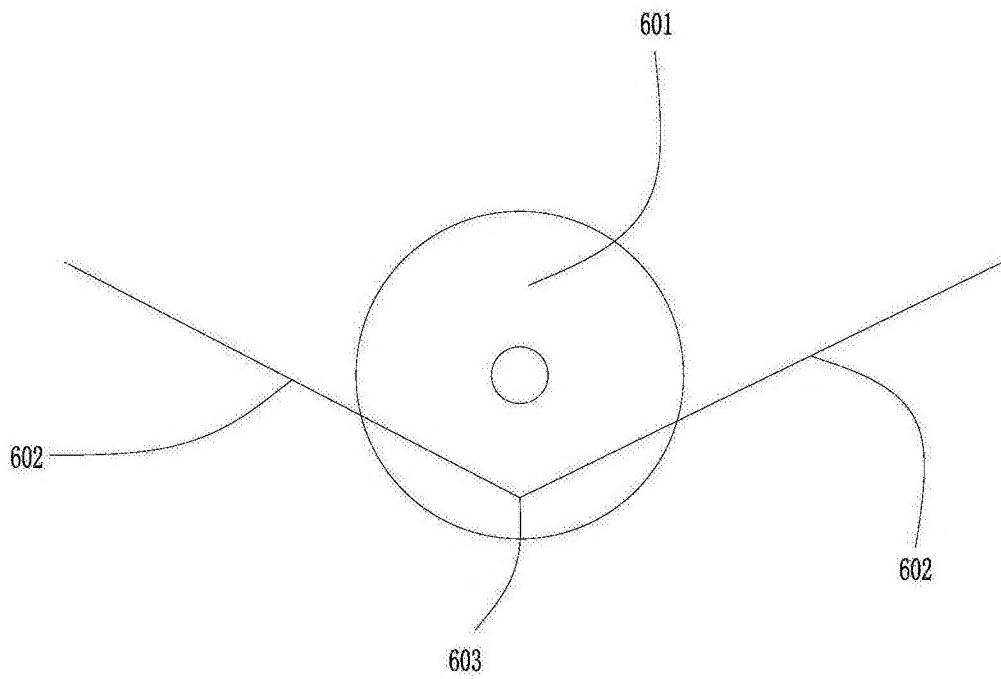


图6

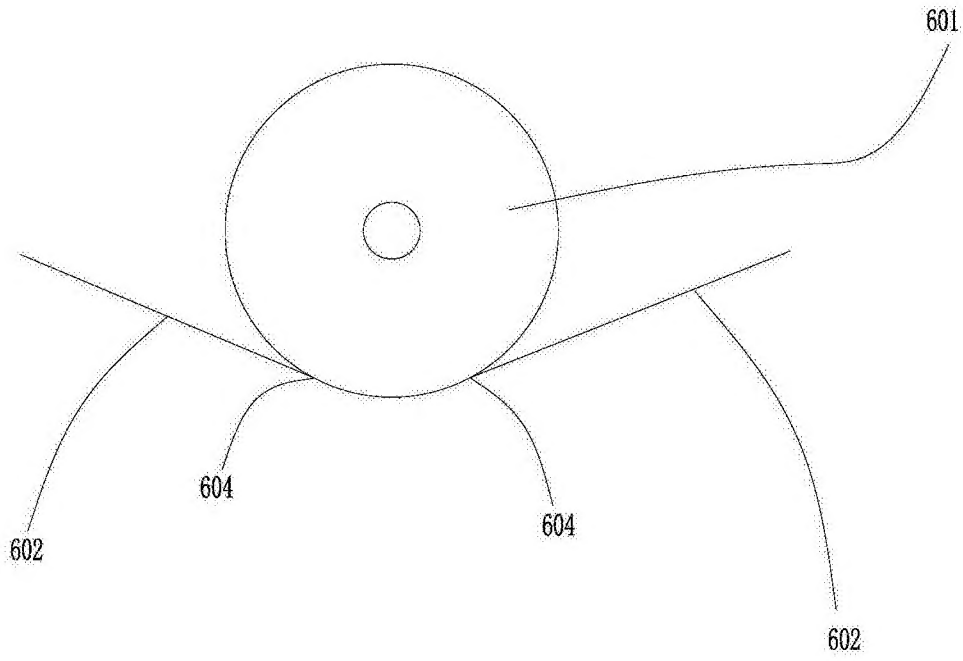


图7

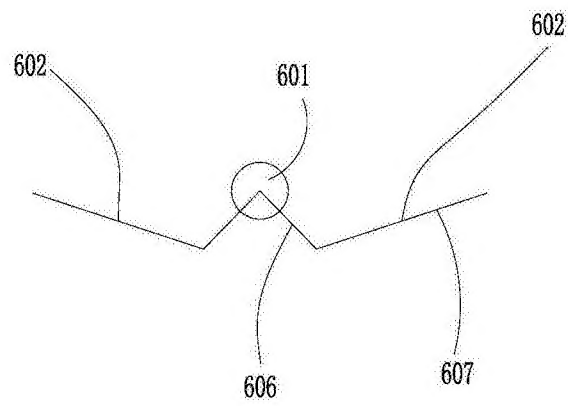


图8

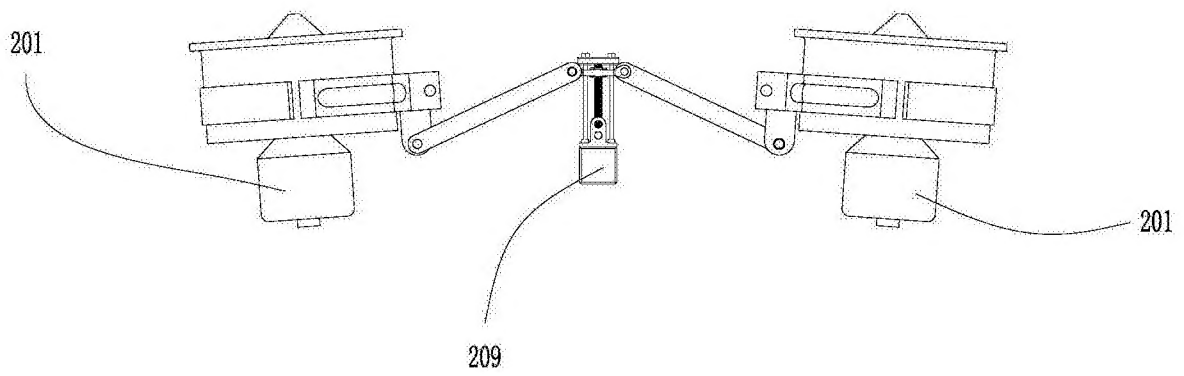


图9